

K-40

3D プリンターを利用したハイブリッドロケットの固体燃料に関する研究

A Study on Solid Fuel for Hybrid Rocket with Using 3D Printer

○作田匠海¹, 吉岡尚輝¹, 高橋晶世², 坂野文菜², 高橋賢一²

*Takumi Sakuda¹, Naoki Yoshioka¹, Akiyo Takahashi², Ayana Banno², Kenichi Takahashi²

Abstract: There is few practical using of hybrid rockets. The reasons are the slow fuel regression rate. In this study, we will fabricate swirled shape solid fuel using a 3D printer to improve the fuel regression rate. The reasons for using a 3D printer, it can print complex shapes and be suitable for fabricating the solid fuels used in this study.

1. 研究背景

ハイブリッドロケットエンジンとは、Figure 1 のように固体燃料と液体の酸化剤を組み合わせた化学ロケットである。

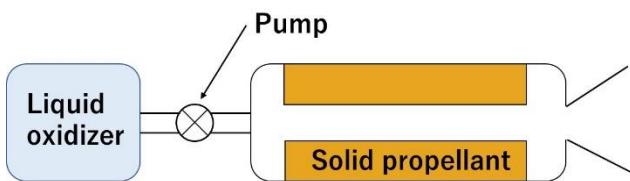


Figure 1. Conceptual Diagram of Hybrid Rocket Engine

燃料と酸化剤が分離しているため固体燃料ロケットより安全で、搭載する液体が1種類であるため液体燃料ロケットより安価で小型化できる^[1]。また、固体燃料には安価な材質や燃焼による反応生成物に有害物質を含まない低環境負荷な材質を採用できるという特徴がある。しかし、ハイブリッドロケットは実用例が少ない。理由として、現在運用されている化学ロケットに比べ燃料後退速度が遅いことが挙げられる。燃料後退速度とは固体燃料が気化し減少する速さである。燃料後退速度が遅いと発生する燃焼ガスも少なくなり、結果として十分な推力が得られない^[2]。燃料後退速度を向上させるには、固体燃料に燃焼熱が大きい物質を添加する方法や燃焼ガスを巡回させる方法がある^[3]。現在、航空宇宙関連の様々な部品は3Dプリンターで造形できるようになった^[4]。これにより複雑な内部形状の固体燃料を造形することが可能となり、形状や材質を工夫することで燃料後退速度を向上させることができると考えた。具体的には、螺旋形状の内部形状や金属添加が考えられる。本研究ではFDM式3Dプリンターを用いた固体燃料に関する研究を進める。

2. 研究概要

Figure 2は、燃焼中の固体燃料内部を示したものである。ハイブリッドロケットエンジンが稼働しているとき、固体燃料表面に境界層が形成される。境界層内で拡散火炎が形成され、境界層燃焼が起こる。固体燃料表面と拡散火炎の距離が離れ、火炎からの

熱流束が小さくなるため、燃料の溶融、気化が遅れ、燃料後退速度が遅くなる。

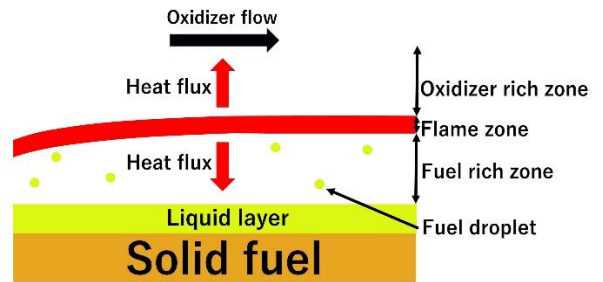


Figure 2. Boundary Layer Combustion

この問題は、固体燃料内部を螺旋形状にし、巡回流による遠心力で火炎を燃料表面に近づけることで解決できると考えた。そこで、本研究では、形状の異なる2種類の固体燃料を製作し、燃焼試験を行う。螺旋形状が燃料後退速度に及ぼす影響を調査する。

3. 実験装置

CADにはAutodesk Fusion 360 (Version 2.0.14113)を使用した。3DプリンターはPRUSA i3 mk3s (Figure 3)を使用した。本研究ではPLAフィラメントを使用した。PLAはトウモロコシやじゃがいもなどに含まれるデンプンを原料とした植物由来のプラスチックであり、ライフサイクルCO₂排出量が少ないという特徴がある。PLAを燃料として用いることで固体燃料のカーボンニュートラル化を目指す。

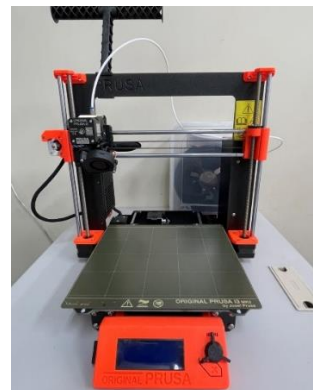


Figure 3. PRUSA i3 mk3s

1:日大理工・学部・航宇 2:日大理工・教員・航宇

固体燃料は螺旋形状なし (No.1) と螺旋形状あり (No.2) の二種類を用いる。寸法を Figure 4 に、物性値を Table 1 に示す。

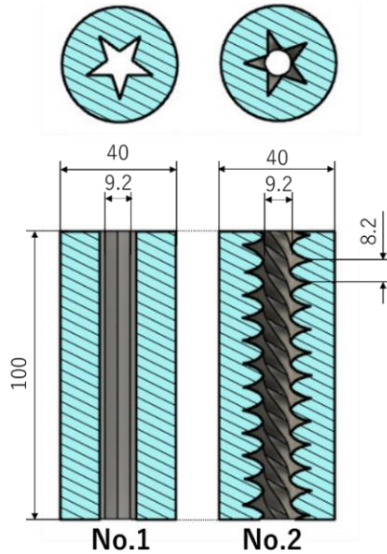


Figure 4. Grain Shape of Model (Unit: mm)

Table 1. Comparison of Solid Fuel

	No.1	No.2
Volume [cm ³]	109	109
Mass [g]	104.78	105.16
Density [g/cm ³]	0.958	0.960
Internal Surface Area [cm ²]	88	128

固体燃料断面のポート形状に関して、表面積で優位な星型フラクタル形状の固体燃料を用いた実験^[3]により、局所燃料後退速度の向上がみられたことから、形状が単純で内部表面積を大きく取れ、旋回流を与えることができる形状として星型を選定した。また、星型に内接する正五角形の外接円は、昨年度の研究結果^[5]から、最も高い燃料後退速度を示した条件である直径 ($d = 9.2 \text{ mm}$) を用いた。

4. 実験方法

実験装置の概略図を Figure 5 に示す。

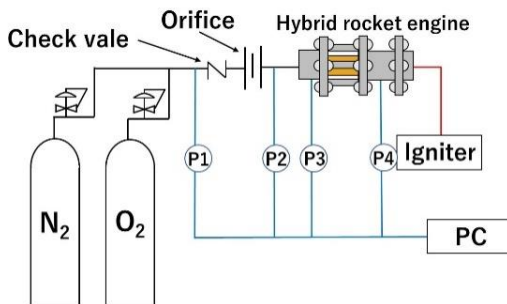


Figure 5. Schematic Diagram of Combustion Test

酸化剤は気体酸素を用いる。気体窒素は異常燃焼時に消火を行う目的や燃焼試験後の燃焼ガスや気体酸素をポート内から排出する目的で設置している。着火装置はニクロム線式イグナイターを使用した。

ニクロム線の直径は $d = 1 \text{ mm}$ である。着火方法は通電式で点火スイッチを押した瞬間のみ通電する。電圧は 14.8 V である。酸化剤流量は内径 9 mm のオリフィスの上流と下流に設置された圧力センサーによって得られる圧力差から算出する。燃焼圧は燃焼室の下流に設置されている圧力センサーにより計測する。圧力センサーの諸元を Table 2 に示す。圧力センサーに関して燃焼器下流側は CH_4 を使い、それ以外の場所では $\text{CH}_1\text{-3}$ を用いる。各圧力センサーのデータは PC に保存する。

Table 2. Properties of Pressure Transducer

	CH1-3	CH4
Supplier	KYOWA ELECTRONIC INSTRUMENTS CO.,LTD	
Product name	PGM-50KM	PHL-A-5MP-B
Rated capacity [MPa]	5	5
Safe temperature [°C]	-20 to 70	-196 to 210
Compensated temperature [°C]	-10 to 60	-196 to 200

5. 解析方法

内面の螺旋形状の有無による燃料後退速度と燃焼圧を比較することで螺旋形状が与える影響を調べる。螺旋形状の固体燃料は燃焼ガスの発生が促進され、燃料後退速度と燃焼圧が大きくなると考えられる。

論文提出期限までに実験実施が間に合わなかったので実験結果と解析は発表の際に示す。

6. 参考文献

- [1] 片野田洋, 永田晴紀: 「ハイブリッドロケットの c^* 効率について」, 鹿児島大学工学部研究報告第 58 号, 2016.
- [2] 原田潤一, 那賀川一郎: 「ワックス系燃料ハイブリッドロケットにおける燃焼効率改善に関する研究」, 東海大学紀要工学部, Vol.55, No.1, pp.33-41, 2015.
- [3] 本目将大, 内島圭祐, 館山哲也, 西野沙也佳, 藤方優樹, 高野敦, 船見祐揮, 神奈川大学: 「星型フラクタルポートを用いたハイブリッドロケット固体燃料の局所後退速度」, 平成 30 年度宇宙輸送シンポジウム, 2018.
- [4] Michael Creech, Alix Crandell, Nick Eisenhauer, Sarah Marx, Tobi Busari, Austin Link, Jason Gabl, and Timothée Pourpoint: “3D Printer for Paraffin Based Hybrid Rocket Fuel Grains”, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2015.
- [5] 押切快, 山崎貴也, 齋藤 寛風: 「3D プリンターを利用したハイブリッドロケット燃料の固体燃料に関する研究」, 令和 3 年度日本大学理工学部卒業論文, 2021.